

PENGARUH DISTRIBUSI TEKANAN TERHADAP GAYA *LIFT* AIRFOIL NACA 23012 PADA BERBAGAI VARIASI ANGLE OF ATTACK

Yudi Wahyudi, Muhammad Agung, Muhsin

Pendidikan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Makassar
Yuditeknik11@gmail.com

Abstrak

Penelitian ini merupakan penelitian Eksperimen. Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh distribusi tekanan terhadap gaya angkat *airfoil* NACA 23012 pada berbagai variasi sudut serang. Objek pada penelitian ini adalah *airfoil* NACA 23012 yang ditentukan sudut serangnya sebesar $5^{\circ}, 10^{\circ}, 15^{\circ}, 20^{\circ}, -5^{\circ}, -10^{\circ}, -15^{\circ}, -20^{\circ}$ yang di tempatkan di dalam test section terowongan angin tipe terbuka. Jenis pengumpulan data dilakukan dengan cara observasi dan dokumentasi. Data penelitian yang terkumpul dianalisis menggunakan teknik eksperimen. Hasil penelitian menunjukkan bahwa Untuk sudut serang $5^{\circ}, 10^{\circ}, 15^{\circ}$, dan 20° . Didapatkan nilai gaya angkat minimum terjadi pada sudut serang 5° dengan gaya angkat sebesar 0,229145 N. dan untuk gaya angkat maximum terjadi pada sudut serang 15° dengan gaya angkat sebesar 0,726821 N, pada sudut serang 20° terjadi fenomena *stall* atau penurunan gaya angkat secara derastis degan penurunan sebesar 51,9 %. dan Untuk sudut serang $-5^{\circ}, -10^{\circ}, -15^{\circ}$, dan -20° . Didapatkan nilai gaya angkat maximum terjadi pada sudut -15° dengan gaya angkat sebesar -0,38489 dan untuk gaya angkat minimum di dapatkan pada sudut -10° dengan gaya angkat sebesar -0,34909. Hal ini mengindikasikan bahwa *airfoil* hanya dapat digunakan pada sudut serang antaran 5° sampai 15° .

Kata Kunci: tekanan, gaya angkat, sudut serang

1. PENDAHULUAN

Airfoil adalah bentuk aerodinamik yang ditujukan untuk menghasilkan gaya angkat (lift) yang besar dengan gaya hambat (drag) yang sekecil mungkin. Perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil* akan menimbulkan gaya resultan yang arahnya tegak lurus arah datangnya aliran fluida, gaya ini disebut sebagai gaya angkat (*lift*). Gaya angkat yang dihasilkan oleh *airfoil* inilah yang kemudian dimanfaatkan pada berbagai aplikasi teknik. Besar kecilnya gaya angkat yang terjadi akan berubah-ubah tergantung geometri *airfoil* dan kondisi operasinya.

NACA *airfoil* adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*.

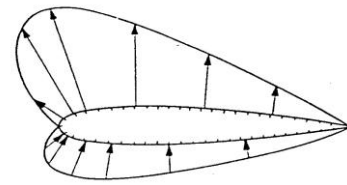
Gaya angkat terjadi pada NACA *airfoil* karena tekanan aliran di permukaan atas *airfoil* lebih rendah daripada tekanan aliran di permukaan bawahnya. Salah satu parameter geometris yang menentukan besarnya gaya angkat yang dihasilkan suatu *airfoil* adalah lokasi ketebalan maksimumnya. Semakin jauh lokasi ketebalan maksimum dengan ujung awal maka akan mengakibatkan semakin akhir pula terjadinya peningkatan tekanan aliran yang melewati permukaan *airfoil* sehingga akan menjadi salah satu faktor yang menyebabkan tekanan rata-rata pada sepanjang permukaan tersebut menjadi lebih rendah, jika hal tersebut terjadi pada permukaan atas *airfoil* maka akan menyebabkan semakin besarnya gaya angkat yang terjadi. Namun selain faktor tersebut masih ada faktor lain yang menentukan besarnya tekanan rata-rata aliran baik di permukaan atas maupun di permukaan bawah *airfoil*, yaitu: besarnya sudut serang dan besarnya kecepatan aliran udara.

Berdasarkan uraian diatas penulis bermaksud untuk melakukan penelitian dengan judul “Pengaruh Distribusi Tekanan Terhadap Gaya Lift Airfoil Naca 23012 Pada Berbagai Variasi *Angle Of Attack*”.

2. LANDASAN TEORI

2.1 Distribusi Tekanan

Ketika sebuah aliran udara bergerak melewati sebuah *airfoil*, maka akan terdapat perbedaan kecepatan lokal di sekeliling *airfoil*, dan hal ini mengakibatkan perbedaan tekanan statis di sekeliling *airfoil*. Kecepatan aliran yang besar akan menyebabkan tekanannya menjadi kecil, dan hal ini juga berlaku kebalikannya. Apabila tekanan yang dikaji lebih besar dari tekanan udara bebas, maka tekanan tersebut disebut dengan tekanan positif, sedangkan apabila lebih kecil dari tekanan udara bebas maka disebut dengan tekanan negatif, atau biasa disebut dengan tekanan *suction*.



Gambar 2.1 Sebuah profil tekanan *airfoil* (Ghofar, 2018)

2.2 Koefisien Tekanan

Ketika aliran udara melewati *airfoil* terjadi perubahan kecepatan local di sekitar *airfoil*, akibatnya terjadi perubahan tekanan statik, menurut teori Bernoulli. Distribusi tekanan menentukan Lift, pitching moment dan form drag dari *airfoil* serta posisi dari pusat tekanan (*center of pressure*). Perhitungan tekanan pada *airfoil* ditentukan oleh koefisien tekanan (*coeffisien of pressure, Cp*). Koefisien tekanan adalah selisih antara pengukuran tekanan lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis (jatisukamto & sari, 2018), seperti ditunjukkan dalam Persamaan berikut:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

Dimana:

C_p : Koefisien tekanan

ρ : Tekanan statik aliran bebas

P: Tekanan lokal

P_∞ : Tekanan aliran bebas

V^2 : Kecepatan udara terukur

V : Kecepatan udara terukur

V_∞ : Kecepatan udara lokal

2.3 Prinsip Bernoulli

Prinsip Bernoulli adalah sebuah istilah di dalam mekanika fluida yang menyatakan bahwa pada suatu aliran fluida, peningkatan pada kecepatan fluida akan menimbulkan penurunan tekanan pada aliran tersebut. Prinsip ini sebenarnya merupakan penyederhanaan dari Persamaan Bernoulli yang menyatakan bahwa jumlah energi pada suatu titik di dalam suatu aliran tertutup sama besarnya dengan jumlah energi di titik lain pada jalur aliran yang sama

2.4 Aliran tak-termampatkan

Aliran tak-termampatkan adalah aliran fluida yang dicirikan dengan tidak berubahnya besaran kerapatan massa (densitas) dari fluida di sepanjang aliran tersebut. Bentuk Persamaan Bernoulli untuk aliran tak-termampatkan adalah sebagai berikut:

$$p + \rho gh + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{konstan}$$

dimana:

v = kecepatan fluida

g = percepatan gravitasi bumi

h = ketinggian relatif terhadap suatu referensi

p = tekanan fluida

ρ = densitas fluida

Persamaan di atas berlaku untuk aliran tak-termampatkan dengan asumsi-asumsi sebagai berikut:

- Aliran bersifat tunak (steady state)
- Tidak terdapat gesekan (inviscid)

Dalam bentuk lain, Persamaan Bernoulli dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\rho_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = p_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2$$

2.5 Lift (gaya angkat)

Gaya *Lift* atau biasa disebut gaya angkat adalah gaya yang mengangkat suatu benda keatas yang terjadi karena tekanan dibawah benda lebih besar daripada tekanan diatas benda. Gaya angkat ini sebagian besar ditimbulkan pada sayap pesawat terbang dan biasanya digunakan untuk melawan gaya gravitasi bumi yang

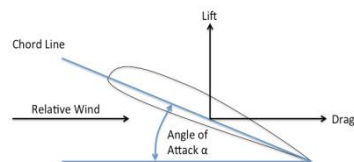
masih menarik pesawat tersebut ke arah bawah

2.6 Koefisien Lift

Koefisien gaya angkat adalah sebuah fungsi dari parameter tak berdimensi yang menunjukkan besarnya gaya angkat yang bekerja pada suatu benda yang dialiri oleh fluida.

2.7 Sudut Serang (*Angle Of Attack*)

Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melewatinya (*relative wind*). Biasanya diberi tanda α (alpha). Untuk *airfoil* simetris, besar *Lift* yang dihasilkan akan nol bila sudut serang nol, sedang pada *airfoil* tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila *airfoil* tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat sebesar nol ini disebut *zero angle Lift*



Gambar 2.2 angle of attack (aviationchief.com, 2018)

2.8 Airfoil

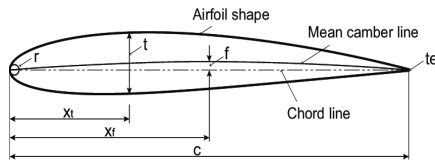
Menurut (satria & syahrul, 2018) *Aerofoil* atau *Airfoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*Lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*).

2.9 NACA Airfoil

NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) *airfoil* adalah salah satu bentuk bodi hidrodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*.

NACA merupakan salah satu referensi untuk pemilihan *airfoil* yang populer saat ini. Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan atau *thickness* serta pengujiannya dilakukan pada berbagai nilai bilangan Reynold. *Airfoil* NACA mempunyai parameter-parameter dalam bentuknya.

Gambar dibawah menunjukkan beberapa parameter yang terdapat pada *airfoil* NACA.



Gambar 2.3 Parameter geometris *airfoil* dari seri *airfoil* NACA (Hansen, 2017)

2.10 Terowongan Angin (*Wind tunnel*)

Terowongan angin (*wind tunnel*) adalah sebuah alat yang digunakan dalam penelitian aerodinamika penelitian untuk mempelajari efek dari udara yang bergerak melewati benda padat. Sebuah terowongan angin terdiri atas bagian tubular dengan objek yang diuji dipasang di tengah. Udara digerakkan melewati objek dengan sistem kipas atau sistem lain yang kuat. Objek uji, sering disebut model terowongan angin, di instrumentasikan dengan sensor-sensor yang cocok untuk mengukur gaya-gaya aerodinamika, distribusi tekanan, atau karakteristik-karakteristik lainnya yang berkaitan

dengan aerodinamika (Wikipedia, 2020)

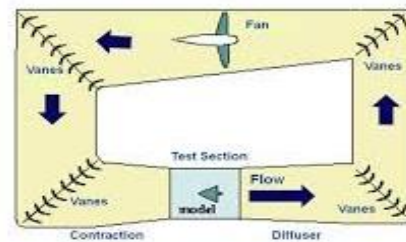
a. Terowongan angin tipe terbuka (*Wind tunnel Open circuit*)



Gambar 2.4 *Wind tunnel Open circuit* AF6109

- 1) *Honeycombs*
- 2) *Settling Chamber*
- 3) *Contractions con*
- 4) *Test section*
- 5) *Difusser*
- 6) *Difusser*

b. Terowongan angin tipe tertutup (*Wind tunnel Close Circuit*)



Gambar 2.5 *Wind tunnel Close Circuit* (NASA, 2015)

2.11 Manometer

Manometer digunakan untuk mengukur distribusi tekanan aliran di sekitar belakang pipa silinder dalam heat-exchanger atau pipa-pipa reaktor nuklir. Dalam pengukuran distribusi tekanan suatu medan aliran, jumlah manometer yang diperlukan akan banyak. Karena itu manometer disusun sebagai deretan tabung (*array*) yang disebut dengan multi-manometer. Dari distribusi tekanan aliran dibelakang silinder maka dapat diekstraksi distribusi kecepatan aliran dan gaya aerodinamika seperti drag pipa setiap lubang tekanan terhubung dengan satu pipa manometer dalam secara teratur, maka pola distribusi tekanan dapat langsung diketahui dari multi-manometer tersebut.

Pada dasarnya satu manometer bekerja berdasarkan perbedaan tekanan dari dua ujung lengan tabung U, dimana dalam tabung telah diisi cairan, biasanya air atau air raksa. Jika kedua ujung lengan tabung terhubung ke udara luar (atmosfir), maka permukaan cairan akan sama karena kedua tekanannya sama. Jika

kedua lengan terhubung dengan udara yang tekanannya berbeda, maka pada ujung yang tekanannya rendah permukaan cairan akan lebih tinggi dari ujung yang tekanannya tinggi. Dengan kata lain ujung bertekanan tinggi akan menekan cairan menuju ujung bertekanan rendah.



Gambar 2.6 Multimanometer

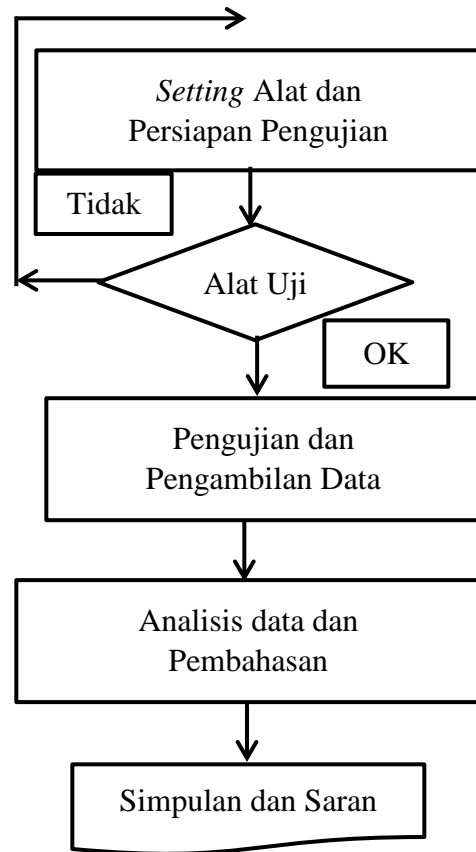
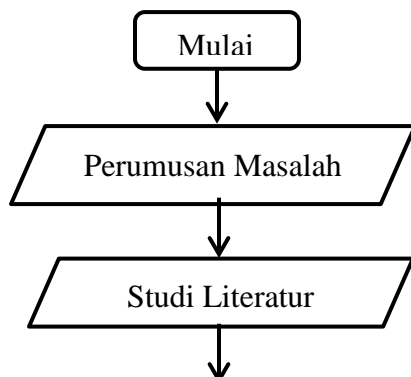
3. Metode penelitian

Jenis penelitian ini adalah penelitian eksperimen dengan metode atau pendekatan secara literature. Studi literatur bertujuan untuk meningkatkan pemahaman penulis terhadap topik penelitian yang akan diambil. Studi literatur dilakukan dengan mempelajari pengetahuan pendukung seperti *airfoil*, gaya aerodinamik, wind

tunnel, dan lain-lain. Studi literatur dilakukan dengan mengumpulkan beberapa bahan referensi berupa jurnal ilmiah terkait perkembangan penelitian yang telah dilaksanakan sebelumnya. Topik referensi yang terkait adalah karakteristik aerodinamik pada *airfoil* NACA 23012.

Proses penelitian tentang pengaruh distribusi tekanan terhadap gaya *lift airfoil* NACA 23012 pada berbagai variasi *angle of attack* yang dilakukan di Laboratorium Mekanika Fluida Jurusan Pendidikan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Negeri Makassar.

Untuk mempermudah dan menghasilkan perhitungan yang akurat, di susun diadram alir sebagai urutan proses yang harus di lakukan. Diagram alir di tunjukkan sebagai berikut :



4. HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

A. Deskripsi Data

1. Hasil pengukuran parameter umum

Kecepatan Udara	Temperatur
19.18 m/s	308 K

2. Hasil Pengukuran Tekanan Lokal

No.	Sudut serang	Tekanan lokal (mmH20)
1	5°	495
2	10°	495
3	15°	493
4	20°	482
5	-5°	493

6	-10°	485
7	-15°	480
8	-20°	473

3. Hasil Pengukuran Tekanan Distribusi Udara

Sudut Serang	5°	10°	15°	20°	-5°	-10°	-15°	-20°
Pipa ukur	Tekanan terukur (mmH2O)							
h1	215	260	295	218	164	163	161	162
h2	220	252	280	217	173	172	168	167
h3	218	238	228	217	191	190	186	184
h4	211	210	209	217	191	191	190	189
h5	203	203	198	218	193	195	195	197
h6	200	197	190	219	192	196	198	200
h7	180	156	150	163	244	220	220	220
h8	187	164	152	170	243	218	220	219
h9	193	176	165	182	222	218	218	219
h10	195	183	175	191	205	218	220	220
h11	193	183	175	191	202	218	220	219
h12	191	185	180	202	193	210	215	212

B. Analisis Data

1. Nilai x/c

Dari hasil perhitungan antara panjang *leading edge* ke lubang sensor tekanan dibagi dengan *chord* dapat dilihat pada tabel berikut:

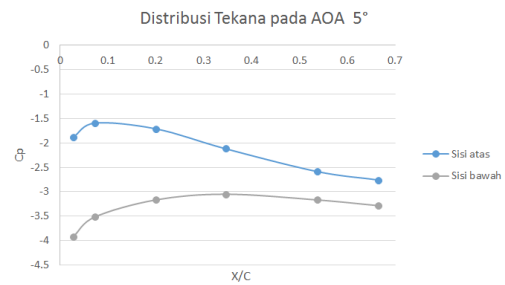
Posisi lubang	Jarak lubang sensor tekanan (mm) (x)	Panjang <i>chord</i> (mm) (c)	x/c
Lubang bagian atas	3	110	0,027273
	8		0,072727
	22		0,2
	38		0,345455
	59		0,536364
	73		0,663636
Lubang bagian bawah	2		0,018182
	5		0,045455
	19		0,172727
	40		0,363636
	45		0,409091
	82		0,745455

2. Distribusi Tekanan

1) Distribusi tekanan pada 5°



Gambar 4.1 Hasil Visualisasi sudut serang 5°

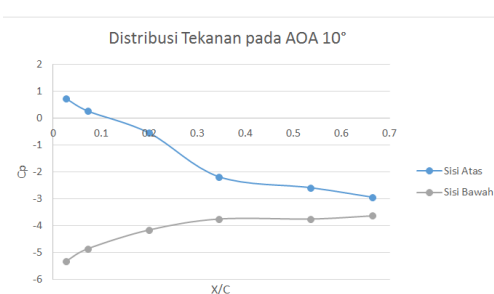


Gambar 4.2 Distribusi tekanan pada sudut serang 5°

2) Distribusi tekanan pada 10°

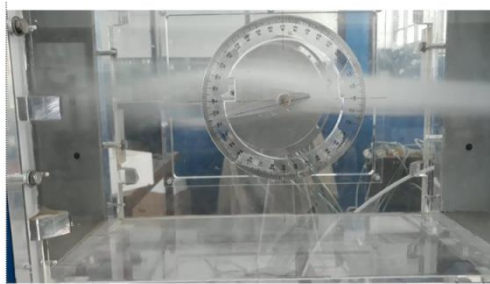


Gambar 4.4 Hasil Visualisasi sudut serang 10°



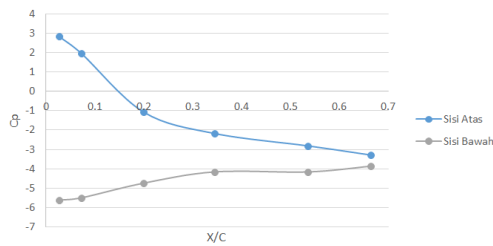
Gambar 4.5 Distribusi tekanan pada sudut serang 10°

3) Distribusi tekanan pada 15°



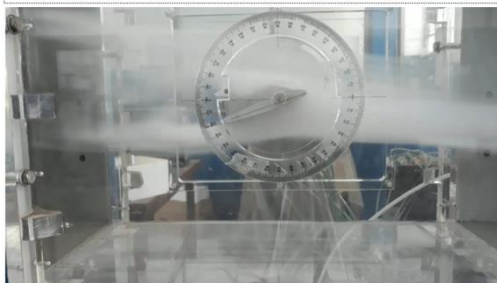
Gambar 4.7 Hasil visualisasi pada sudut serang 15°

Distribusi Tekana pada AOA 15°



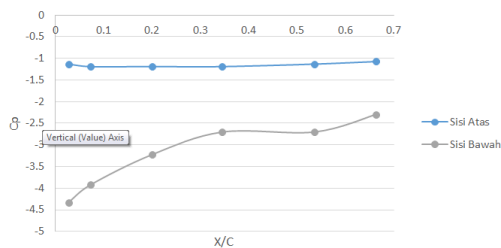
Gambar 4.8 Distribusi tekanan pada sudut serang 15°

4) Distribusi tekanan pada 20°



Gambar 4.10 hasil visualisasi pada sudut serang 20°

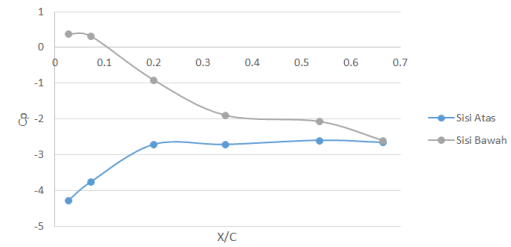
Distribusi Tekana pada AOA 20°



Gambar 4.11 Distribusi tekanan pada sudut serang 20°

5) Distribusi tekanan pada -5°

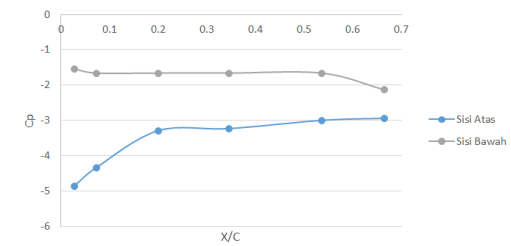
Distribusi Tekana pada AOA -5°



Gambar 4.13 Distribusi tekanan pada sudut serang -5°

6) Distribusi tekanan pada -10°

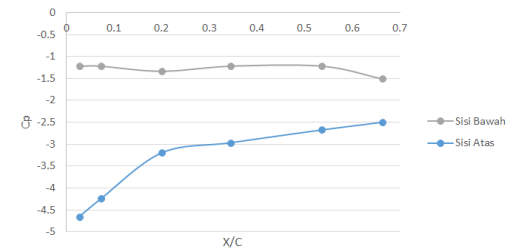
Distribusi Tekana pada AOA -10°



Gambar 4.15 Distribusi tekanan pada sudut serang -10°

7) Distribusi tekanan pada -15°

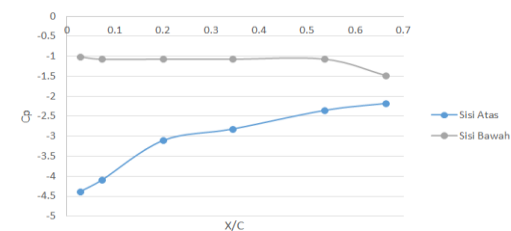
Distribusi tekanan pada AOA -15



Gambar 4.17 Distribusi tekanan pada sudut serang -15°

8) Distribusi tekanan pada -20°

Distribusi Tekana pada AOA -20°



Gambar 4.19 Distribusi tekanan pada sudut serang -20°

3. Gaya lift pada NACA 23012

Dari analisa distribusi tekanan yang dilakukan pada variasi sudut $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ, -20^\circ$. Didapatkan nilai perbandingan tekanan sebagai berikut:

Tabel 4.21 Perbandingan Tekanan

Sudut serang	Perbandingan tekanan (Pa)
20	12,26
15	23,60
10	18,19
5	7,439786
-5	-11,92
-10	-11,33
-15	-12,50
-20	-12,15

Setelah didapatkan nilai perbandingan tekanan. Persamaan aliran tak termampatkan dapat digunakan untuk mendapatkan nilai gaya *lift* yang ada pada NACA 23012 pada variasi sudut serang $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ, -20^\circ$.

Dengan panjang *chord* sebesar 0,11 m dan panjang bentang *airfoil* sebesar 0,28 m.

Setelah didapatkan nilai perbandingan tekanan. Persamaan aliran tak termampatkan dapat digunakan untuk mendapatkan nilai gaya *lift* yang ada pada NACA 23012

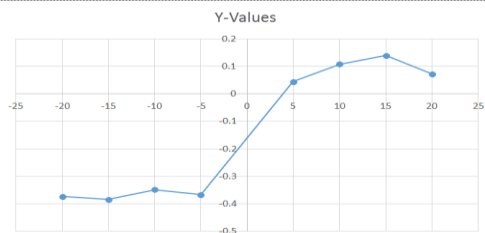
pada variasi sudut serang $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ, -20^\circ$.

Dengan panjang *chord* sebesar 0,11 m dan panjang bentang *airfoil* sebesar 0,28 m.

Seluruh gaya *lift* yang ada pada *airfoil* NACA 23012 dapat dilihat pada table berikut :

Tabel 4.22 Gaya Lift

Sudut serang	Perbandingan tekanan (Pa)	Panjang <i>chord</i> (m)	Bentang <i>airfoil</i> (m)	Gaya lift (N)
5	7,439786	0,11	0,28	0,229145
10	18,19			0,560332
15	23,60			0,726821
20	12,26			0,377732
-5	-11,92			-0,36699
-10	-11,33			-0,34909
-15	-12,50			-0,38489
-20	-12,15			-0,37415



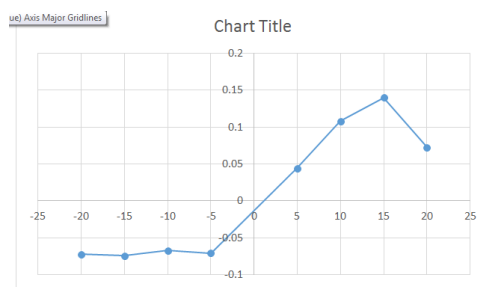
Gambar 4.21 Grafik gaya lift pada variasi sudut $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ, -20^\circ$

Dari grafik yang terlihat pada gambar 4.21 didapatkan *lift* tertinggi pada sudut serang 15° sedangkan untuk *lift* terendah terjadi pada sudut serang -10° .

4. Koefisien lift pada NACA 23012

Tabel 4.23 koefisien *lift* NACA 23012

Sudut serang	Gaya <i>lift</i> (N)	Panjang <i>chord</i> (m)	Lebar <i>airfoil</i> (m)	Tekanan dinamis (Pa)	Koefisien <i>lift</i>
5°	0,229145	0,11	0,28	168,607	0,04412493
10°	0,560332				0,10789942
15°	0,726821				0,1399591
20°	0,377732				0,07273735
-5°	-0,36699				-0,07066883
-10°	-0,34909				-0,06722195
-15°	-0,38489				-0,07411572
-20°	-0,37415				-0,07204759



Gambar 4.22 Grafik koefisien *lift* pada variasi sudut 5°, 10°, 15°, 20°, -5°, -10°, -15°, -20°

C. Pembahasan

Berdasarkan analisis data distribusi tekanan yang telah dilakukan terdapat nilai perbandingan tekanan yang berbeda pada tiap variasi sudut serang. Untuk variasi sudut serang 5°, 10°, 15° dan 20° nilai perbandingan tekanan yang didapatkan bernilai positif (+) hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada bagian bawah airfoil lebih besar dibandingkan dengan distribusi tekanan bagian bawah. Sedangkan untuk variasi sudut serang -5°, -10°, -15°, dan -20° nilai perbandingan tekanan yang didapatkan bernilai negative (-) hal ini

mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada bagian atas airfoil memiliki nilai lebih besar dibandingkan pada bagian bawah.

Berdasarkan analisis data yang telah dilakukan pada percobaan *airfoil* NACA 23012. Untuk sudut serang 5°, 10°, 15°, dan 20°. Didapatkan nilai gaya *lift* minimum terjadi pada sudut serang 5° dengan gaya *lift* sebesar 0,229145 N. dan untuk gaya *lift* maximum terjadi pada sudut serang 15° dengan gaya *lift* sebesar 0,726821 N. pada sudut serang 15° ke 20° terjadi fenomena *stall* atau penurunan gaya *lift* secara drastis dengan penurunan sebesar 51,9 %. Hal ini mengindikasikan bahwa *airfoil* hanya dapat digunakan pada sudut serang antara 5° sampai 15°.

Dari analisis data yang telah dilakukan pada percobaan *airfoil* NACA 23012. Untuk sudut serang -5°, -10°, -15°, dan -20°. Didapatkan nilai gaya *lift* maximum terjadi pada sudut -15° dengan gaya *lift* sebesar -0,38489 dan untuk gaya *lift* minimum didapatkan pada sudut -10° dengan gaya *lift* sebesar -0,34909.

5. KESIMPULAN DAN SARAN

a. Kesimpulan

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan dapat disimpulkan sebagai berikut :

Pengaruh distribusi tekanan terhadap gaya lift airfoil NACA 23012 pada berbagai sudut serang dimana distribusi tekanan pada sudut serang $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$, dan 20° bernilai positif dengan gaya lift maximum sebesar 0,726821 N pada sudut serang 15° dan gaya lift minimum sebesar 0,229145 N pada sudut serang 5° . Sedangkan untuk variasi sudut serang $-5^\circ, -10^\circ, -15^\circ$, dan -20° perbandingan distribusi tekanan bernilai negative dengan nilai gaya lift maximum sebesar -0,38489 pada sudut serang -15° dan nilai minimum gaya lift sebesar 0,34909 pada sudut serang -10° .

b. Saran

Berdasarkan kesimpulan yang telah dibuat maka dapat disarankan sebagai berikut :

Untuk menerapkan airfoil NACA 23012 pada sayap pesawat agar

disarankan memasang airfoil hanya pada sudut serang 5° sampai 15° .

DAFTAR PUSTAKA

aviationchief.Com. (2018). *Angle Of Attack*. Retrieved From Aviationchief.Com:
[Http://Www.Aviationchief.Com/Angle-Of-Attack.Html#](http://www.Aviationchief.Com/Angle-Of-Attack.Html#)
Diakses Pada Tanggal 10 Juni 2020

Cahyadi, Y. (2018). *BAB II DASAR TEORI Aliran tak-termampatkan*. Retrieved from docplayer:
<https://docplayer.info/59642061-Bab-ii-dasar-teori-aliran-tak-termampatkan.html> diakses tanggal 10 juni 2020

Design, O. (2019). *MULTITUBE MANOMETER*. Retrieved from <https://www.p-a-hilton.co.uk/>:
<https://www.p-a-hilton.co.uk/products/air-flow-and-aerodynamics/multitube-manometer> diakses tanggal 10 juni 2020

dewajuansyah. (2014, desember 17). *AERODINAMIC AND FLIGHT CONTROL*. Retrieved from Karakteristik *Airfoil*:
<http://juansyah1411.blogspot.com/2014/12/karakteristik-airfoil.html> diakses tanggal 11 juni 2020

Ghofar, & Maulana, A. (2018). *Pemilihan Sudut Pasang*

- Airfoil Naca 2412 Pada Tail Uav Male Dengan Menggunakan Software berbasis Computational Fluid Dynamic Untuk memperoleh Gaya Angkat Optimal.* skripsi Yogyakarta: Fakultas Teknologi Industri Universitas Islam Indonesia.
- Hansen, T. H. (2017). (online) *Aerodynamic Optimisation of Airfoils and Winglets for Wind Turbine Application.* researchgate, 267. diakses tanggal 9 juni 2020
- Heriyadi, Anwar, K., & Muchsin. (2018). (online) *Pengaruh Variasi Jarak External Flap Pada Airfoil Naca 23012, Joukowski 12%, Gottingen 79 Serta Nasa Supercritical 0406 Dengan Menggunakan Autodesk Cfd.* Jurnal Mekanikal, Vol. 9, 784-792. diakses tanggal 9 juni 2020
- jatisukanto, g., & sari, m. (2018). (online) *Analisis Airfoil Double-Slot Flap LS(01)-0417 MOD. Energi dan Manufaktur,* 49-53. diakses tanggal 11 juni 2020
- NASA. (2015). (online) *types of wind tunnels.* Retrieved from grc.nasa.gov: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunoret.html> diakses pada tanggal 9 juni 2020
- prasetya, T. a. (2015). (online) *Airfoil.* Retrieved from Belajar terbang: <http://binadhingantara.blogspot.com/2015/02/airfoil.html> diakses tanggal 11 juni 2020
- Rosyidin, M. A. (2013). *Pengaruh Bukaannya Guide Vane Terhadap Unjuk Kerja Turbin Cross Flow C4-20 Pada Instalasi PLTMH.* skripsi jakarta: Universitas Brawijaya.
- satria, s. f., & syahrul, a. (2018). *Analisa Pengaruh Putaran Blade Dan Arah Sudut Serang Terhadap Koefisien Drag Dan Lift Pada Model Prototipe Airfoil Naca 0012 Dengan Menggunakan Alat Uji Wind Tunnel Open Circuit Untuk Sarana Laboratorium Fluida.* skripsi Surabaya: Program Studi Teknik Mesin Universitas 17 Agustus 1945 Surabaya.
- Sears, F. W., & Zemansky, M. W. (1971). (online) *Fisika untuk universitas.* Binacipta diakses tanggal 14 juni 2020
- separation, point. (2014). (online) *Aviation dictionary.* Retrieved from enacademic.com: https://aviation_dictionary.enacademic.com/

6027/separation_point diakses
tanggal 12 juni 2020

setiawan, A. e. (2018). *Studi Eksperimental Tentang Efek Blockage Ratio Terhadap Karakteristik Aliran Fluida Melintasi Balok*. skripsi Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik: Universitas Bengkulu.

suryadi, a., arief, i. s., & amiadji. (2016). Analisa Sudut Serang Hidrofoil Terhadap Gaya Angkat Kapal Trimaran Hidrofoil Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamics (Cfd). *analisa-pengaruh-sudut-serang-hidrofoil*, 2301-9271 .

Wibowo, H. (2017). (online) Pengaruh Sudut Serang Aerofoil. *Dinamika Vokasional Teknik Mesin*, 148-152. diakses tanggal 12 juni 2020

wikipedia. (2018, oktober 31).(online) *Prinsip Bernoulli*. Retrieved from www.id.wikipedia.org:id.wikipedia.org/wiki/Prinsip_Bernoulli diakses tanggal 11 juni 2020

Wikipedia. (2020, juni 11). (online) *Terowongan angin*. Retrieved from [wikipedia.org:https://id.wikipedia.org/wiki/Terowongan_angin](https://id.wikipedia.org/wiki/Terowongan_angin) diakses tanggal 10 juni 2020